

M-3S ロケットの開発記録

山脇 菊夫・佐瀬 育男・前山 勝則
杉山 吉昭・新倉克比古

(1986 年 4 月 2 日受理)

M-3S 型ロケットは M シリーズのうちで M-4S, M-3C, M-3H に次ぐ第 4 世代の科学衛星打ち上げ用ロケットであり、当初計画の最終シリーズである。この M シリーズの締めくくりにあたって M ロケットの開発経過の概要を記す。

1. M-4S 型ロケット

M-4S 型ロケットは当初、高度 10,000 Km に到達する観測ロケットを目標に 1962 年ごろ計画の検討が開始されたもので、カップ、ラムダに続く観測ロケット技術の発展としての大型観測ロケット計画として考えられていた。その頃、宇宙理学研究者から「観測ロケットによる観測とともに科学衛星による観測を始めたい」との希望も出されまた、宇宙工学者研究者のなかでは「大型ロケットに制御をつけ衛星を打ち上げる計画」の検討が開始されていた。こうして科学衛星打ち上げ用の大型ロケットとして 4 段式の M-4S 型の開発がなされるに至った。

M-4S 型は従来の観測ロケットの技術の発展とはいえモータ・空力特性・構造機構・制御・テレメータ・レーダ・タイマ等各要素の課題について新規の開発が行われた。

これら新規開発のうち主なものは次の 3 項目であった。

1) ラムダロケットを大型化したミューロケット、直径 1.4 m の大型モータ M 10, M 20 モータを 1, 2 段とし、球型高性能モータ M 40 モータを最終段とした 4 段式ロケットで、よりこれによって衛星に必要な速度と高度を得ること。

2) 最終段打出し前の姿勢を制御すること。

3) 大型ロケット・衛星の打ち上げ運用を支える地上支援設備を整えること。

このほかに多岐にわたる新規の開発項目は各要素について予備試験・地上試験が積み重ねられた。それらは安定、姿勢制御、補助ブースタ等の試験のための 9 種 23 機の小型ロケット、シミュレーション機としてラムダ型 6 機、M 型として M-1-1, M-3D-1 の 2 機、合計 25 機のロケットの打ち上げによりその確認がなされた。

M-4S 型ロケットは、1970 年 9 月から 1972 年 8 月までの 3 年間に 4 機の打ち上げが行われた。M-4S-1 号機では制御系の電磁弁の一個が故障し開放のままとなったため機体のスピンの過大となり、第 4 段点火以降のシーケンスが作動せず軌道への投入はできなかった。故障原因の究明を行ったうえ改良を加え、2 号機ではすべてのシーケンスを完逐し、M ロケットによる衛星第 1 号を誕生させた。その後、3, 4 号機で 2 つの科学衛星を軌道

にのせ M-3C 型に引き継がれた。

2. M-3C 型ロケット

M シリーズの第2世代は、はじめ M-4S 型の2, 3段に誘導制御を加えた4段式の M-4SC 型として計画されていたが、その後モータ性能の向上などから 1972 年に計画の改訂がなされ3段式の M-3C 型として開発されることとなった。

M-3C 型は、M-4S 型と比較し衛星搭載能力を低下させることなく軌道精度の向上を図ることを目的に以下の新規開発技術を加えた。

- 1) 4 段式から 3 段式としシステムを簡素化した。
- 2) ノーズフェアリングを大型化し直径を下段と同じ太さ、直径 1.4 m とした。
- 3) 第2段に2次流体噴射推力方向制御 (ON-OFF SITVC) とサイドジェットの組合わせによる飛行制御装置をつけ、2 段目燃焼中にピッチプログラムによる飛行制御を行い、その後の慣性飛行中はサイドジェットを用いて姿勢制御を行うことにより軌道精度を著しく向上した。
- 4) 第2段モータに M 22 モータを採用し性能を向上した。M 22 モータは推進薬を M 20 のポリウレタン系からポリブタジエン系とし、あわせてモータケースの軽量化をはかっている。
- 5) 第3段に大型高性能球型モータ M-3A モータを採用した。
- 6) 開傘型接手、FRP ハネカムのノーズフェアリングなど構造を軽量化した。

M-3C 型の開発にあたっては、制御系をはじめとする諸試験、M-3A、M 22 モータの地上燃焼試験、そして、L-4SC 型2機を含む6機の中小型ロケットの飛翔実験が実施された。

M-3C 型ロケットは 1974, 75 年に 1, 2 号機で2つの衛星を軌道にのせた。しかし、1976 年、3 号機では2段目 TVC 制御による軌道が低すぎたため、軌道への投入は出来ず、地上からのコマンド送信により4段目の点火を中止した。これは打ち上げ直前のコネクタ引抜きの際の電気ノイズによって、新設計の姿勢制御系のピッチ角制御系の基準値が2段目の値から3段目の値に切りかわる誤動作を起こしたためであった。その後、3 号機に搭載したのと同じ X 線観測を目的とした衛星は3年後の 1979 年に M-3H シリーズの後、改めて M-3C-4 号機で軌道に投入された。

3. M-3H 型ロケット

第3世代の M-3H 型は M-3C 型に衛星搭載能力の増大と飛行制御システムの改善を加えた。M-3H 型で新規に開発した項目は6項目に要約される。

- 1) 第1段モータに M 13 モータを採用し性能を向上した。M-4S 型、M-3C 型に用いた M 10 モータ (ポリウレタン系推進薬 3 セグメント) の推進薬をポリブタジエン系にかえ、更にセグメントを1セグメント延長し4セグメントとした。
- 2) 姿勢制御基準部を M-3C-2 号機までの2自由度ジャイロから、2 台のレート積分ジャイロを用いたスピン・フリー解析プラットフォーム (SFAP) 型とし、精度を約3倍高

め、加えて電波指令の適用拡大を図り、姿勢調整を可能とした。

3) 衛星の軌道についての要求にこたえてキックモータを搭載した。長楕円軌道の要求に応えるとともに、このキックモータを衛星の頭部に逆向きに搭載し、打ち上げ後、半周した後に南米の上空で点火させる新しい打ち上げ方式により準極軌道の要求にも応えた。

4) 衛星を始めとする上段の容積増大に対応しノーズフェアリングの長さを 0.5 m 伸ばし 4 m とした。

5) 上段の重量増に対応し接手を強化した。また、計器取付け板を炭素繊維強化プラスチック (CFRP) のハネカム・サンドイッチ構造とし軽量化をはかった。

6) 第 1 段モータケース破壊装置に点火安全機構 (SAD) を追加し安全性向上を図った。

M-3 H 型は 1977 年から 78 年の間に 3 機が打ち上げられ 3 つの衛星を軌道にのせた。キックモータは 1, 2 号機に KM-A, 3 号機に KM-B が搭載され、軌道は 1, 2 号機は北極近くで遠地点の準極軌道を、3 号機は遠地点 3 万 Km の長楕円軌道を達成した。

4. M-3S 型ロケット

第 4 世代の M-3 S 型は、M-4 S 型の第 2 段に推力方向制御機能を持たせた M-3 C 型、その第 1 段の性能向上を計った M-3 H 型、その M-3 H 型の第 1 段に推力方向制御機能を付加し軌道精度を更に向上させたのが M-3 S 型ロケットで、主要な新規開発項目はつぎの 2 件である。

1) 第 1 段に 2 次流体噴射推力方向制御 (比例 SITVC) と小型個体モータ (SMRC) の組合わせによる飛行制御装置をつけ、ピッチプログラムにしたがって 1 段目燃焼中の飛行制御を行うことにより更に軌道精度の向上をはかった。SMRC でロール制御を、TVC でピッチ・ヨー制御を行う。

2) 1) にともなう TVC 装置搭載のための尾翼筒の大型化および SMRC 取付けのための尾翼構造の強化を図った。

M-3 S 型ロケットは 1980 年から 84 年まで 4 機が飛翔し 4 つの衛星が軌道に投入された。

M-3 S-1 号機では第 1 段からの飛行制御機能を備えた M-3 S 型ロケットの飛翔性能の確認、および第 7 号以降の科学衛星に必用な衛星技術に関する軌道上での諸試験を実施した。第 1 段 TVC 装置と SMRC 装置の性能は良好であり、これら第 1 段飛行制御の導入により軌道投入精度は一段と向上した。衛星は所期の軌道に投入され所定の工学実験を行いその後の衛星設計に有用な成果をもたらした。

M-3 S-2 号機は第 3 段 M-3 A モータを軽量化し性能向上をはかり、太陽フレア現象の精密観測を目的とした第 7 号科学衛星 ASTRO-A を予定の略円軌道に投入した。

M-3 S-3 号機は X 線天体科学の精密観測を目的とした第 8 号科学衛星 ASTRO-B を予定した軌道、バンアレン帯突入による観測効率の低下と近地点高度低下による軌道寿命の短縮を避けるという目的にかなった略円軌道に投入した。

M-3 S-4 号機は中層大気の観測を目的とした第 9 号科学衛星 EXOS-C を準極軌道に投

入した。4号機では第3段M-3Aモータの推薬をより高性能のものにかえたが、その比推力が予定値に少し不足したことと制御系姿勢基準の誤差により軌道は計画値に対し遠地点が多少低下し近地点が僅かに上昇した。また、M-3Aモータと衛星の切離し後に、切り離されたモータがその残留推力による加速によって衛星に追いつき接触したと思われる衝撃を衛星が検出しているが、衛星の機能や姿勢へ支障を与えるものではなかった。

M-3S型はMシリーズ当初計画の最終計画である。関係各機関をはじめ各協力会、地元など多くの関係者の協力を得て、この14年間に15機のMロケットを打ち上げ4機の試験衛星と9機の科学衛星を軌道に投入し、M-3S-4号機をもってMシリーズの当初計画、第一期計画を終了した。このMシリーズ第一期計画は、科学衛星による様々な観測成果を得たのをはじめ、打ち上げ技術などその開発成果はMシリーズ第二期計画「M-3S II型ロケット」に引き継がれている。

第1表に打ち上げ一覧、第2表にM-4S、3C、3H、3Sロケットの諸元を示し、第1図にロケットの概略図、第2図にM-4SからM-3Sへの推移と相違点、第3図にM-3Sロケットの計画検討から飛ぶまでのフローチャートを示す。記録班による記録写真はすべて、いつでも利用出来るかたちで観測部映像記録係に保管されているが、末尾にそれらのうちの一部を示す。

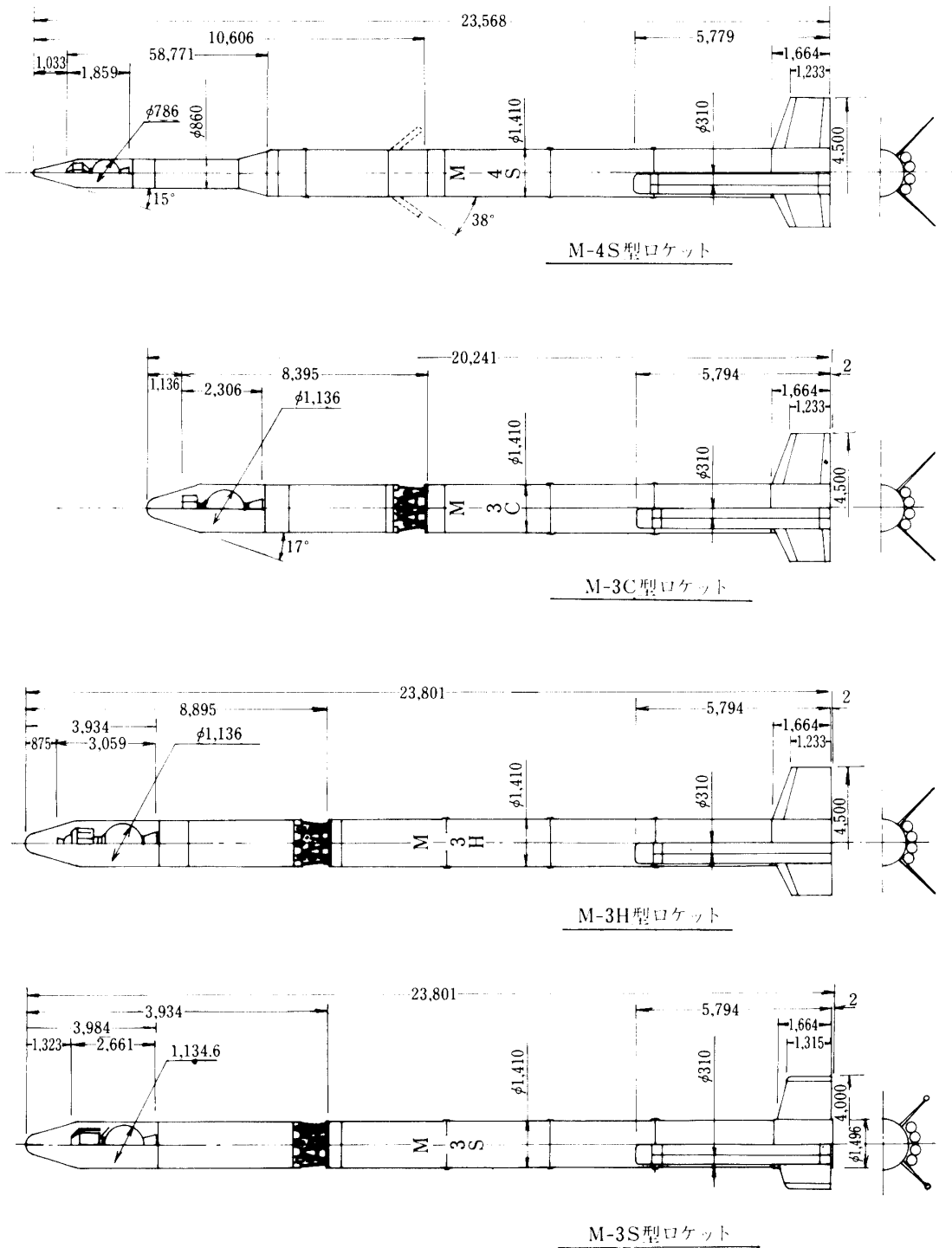
第1表 Mロケットの打上げ一覧

ロケット名	打上げ 年月日	全長 m	全重量 ton	モータ組合せ	衛 星				
					名称	重量 kg	近地点/遠地点 km km	軌道傾斜角 deg	周 期 分
M-4S-1	1970. 9. 25	23.6	43.7	M10+M20+M30+M40 SB	—	(62)	—	—	—
M-4S-2	1971. 2. 16	23.6	43.8		たんせい	63	990/1,110	30°	106
M-4S-3	1971. 9. 28	23.7	43.8		しんせい	66	870/1,870	32°	113
M-4S-4	1972. 8. 19	23.7	43.5		でんば	75	250/6,570	31°	161
M-3C-1	1974. 2. 16	20.2	41.5	M10+M22+M3A SB	たんせい2号	56	290/3,240	31°	122
M-3C-2	1975. 2. 24	20.2	41.5		たいよう	86	260/3,140	32°	120
M-3C-3	1976. 2. 4	20.2	41.7		—	(56)	—	—	—
M-3H-1	1977. 2. 19	23.8	48.7	M13+M22+M3A+KM-A SB	たんせい3号	129	790/3,810	66°	134
M-3H-2	1978. 2. 8	23.8	48.9		きょっこう	126	630/3,970	65°	134
M-3H-3	1978. 9. 16	23.8	49.0	MB+M22+M3A+KM-B+SB	じきけん	90	220/30,100	31°	524
M-3C-4	1979. 2. 21	20.2	41.8	M10+M22+M3A SB	はくちょう	96	545/577	29.9°	96
M-3S-1	1980. 2. 17	23.8	49.5	MB+M22+M3A+SB	たんせい4号	185	521/606	38.7°	96
M-3S-2	1981. 2. 21	23.8	49.5		ひのとり	188	576/644	31.8°	97
M-3S-3	1983. 2. 20	23.8	49.2	M13+M22+M3A改+SB	てんま	216	497/503	31.5°	44
M-3S-4	1984. 2. 14	23.8	49.3		おおぞら	207	357/878	74.6°	97

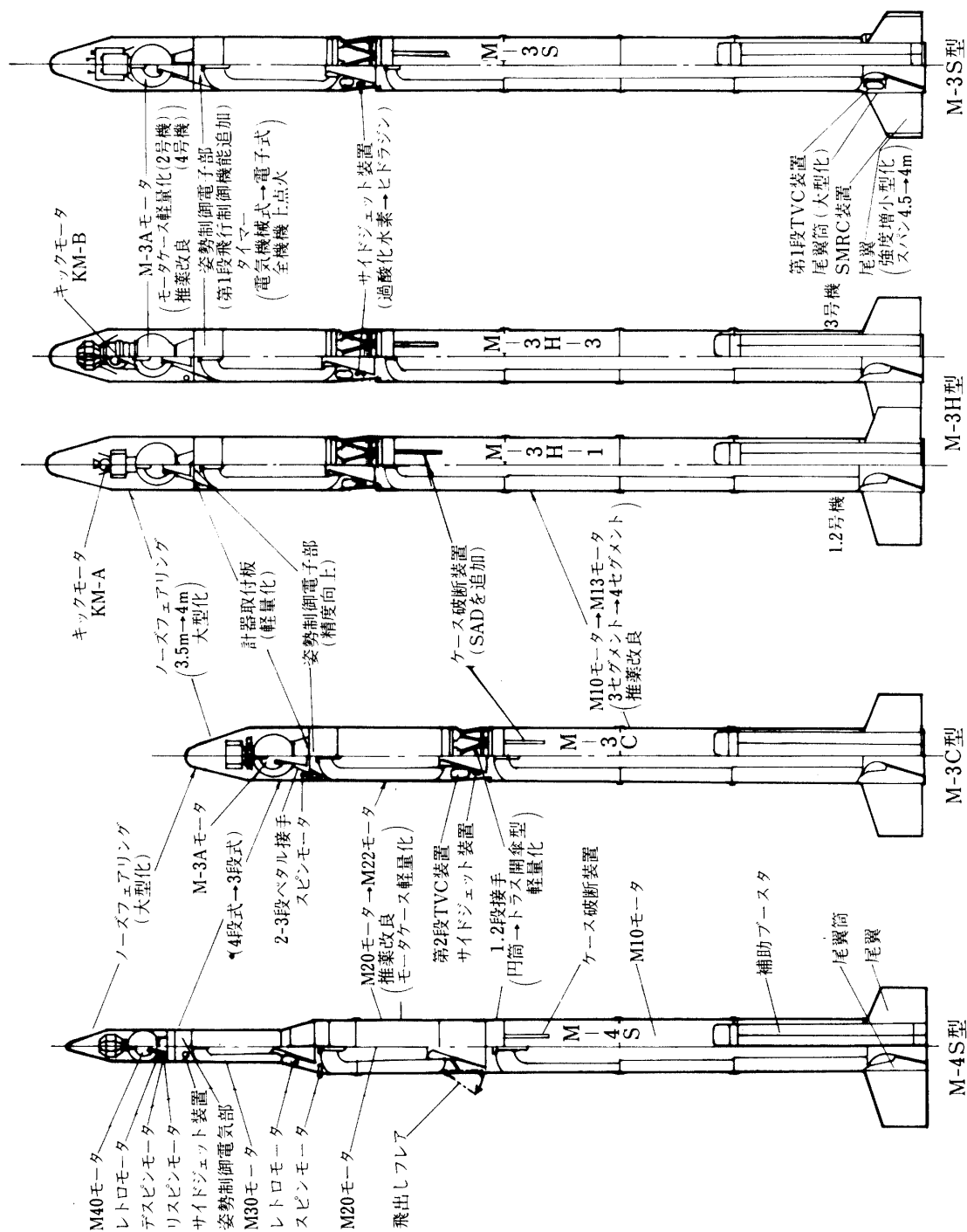
第 2 表 M ロケットの諸元

	M-4S				M-3C		
	1 段	2 段	3 段	4 段	1 段	2 段	3 段
長さ (m)	23.7	10.6	5.9	1.8	20.2	8.4	2.3
モータ外径 (mm)	1,410	1,410	860	786	1,410	1,410	1,136
各段点火時 重 量 (ton)	39.7 4.1(SB) 43.8	13.2	3.3	0.45 0.06(SA) 0.51	37.6 4.1(SB) 41.7	11.1	1.235 0.086(SA) 1.321
推薬重量 (ton)	20.5 2.7(SB) 23.2	7.1	2.0	0.37	20.7 2.7(SB) 23.4	7.2	1.09
平均推力 (ton)	88.5 109(SB)	28.7	13.1	2.6	88.5 109(SB)	36.2	6.8
燃焼時間 (sec)	52 7.7(SB)	56	42	39	60 7.7(SB)	72	53

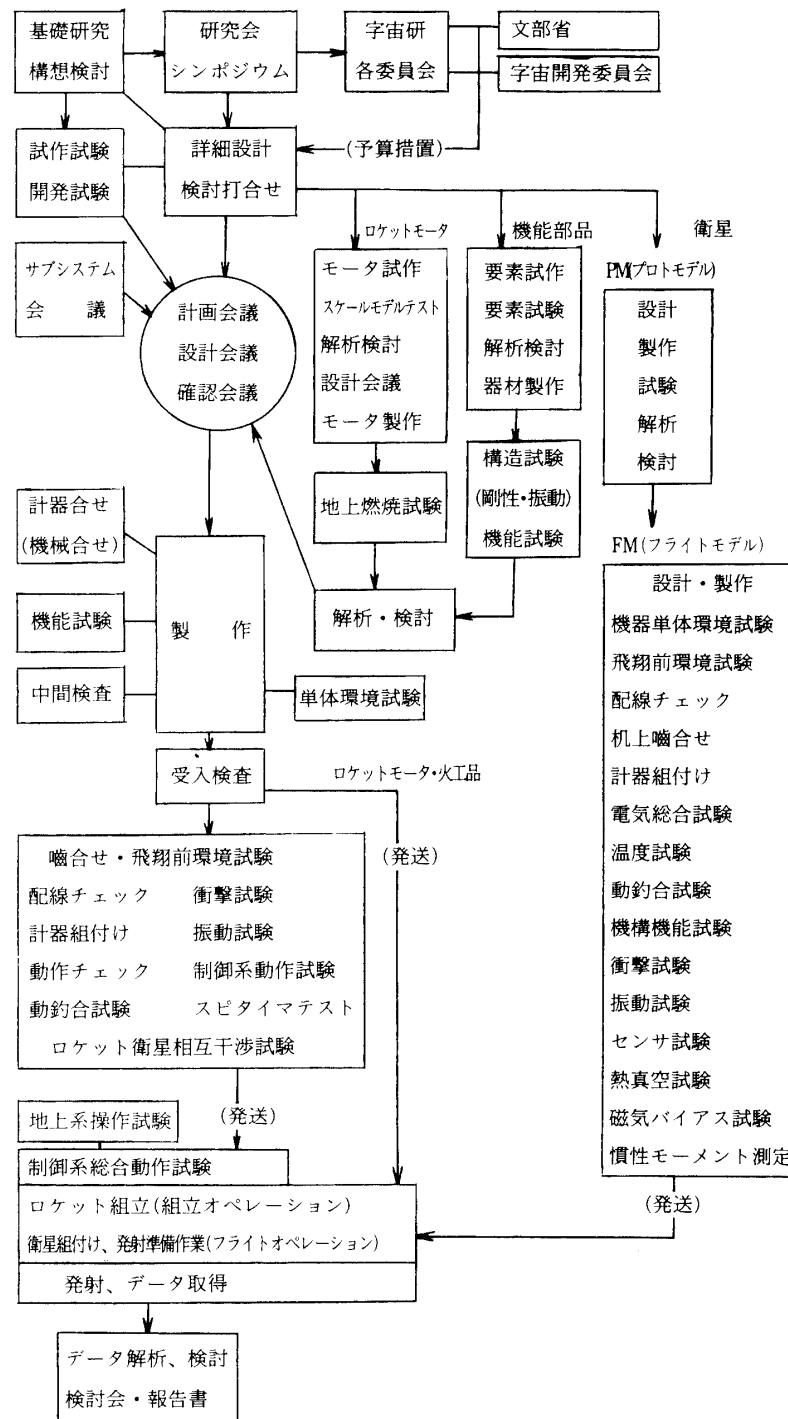
	M-3H					M-3S		
	1 段	2 段	3 段	キックモータ段 (1,2号機) (3号機)		1 段	2 段	3 段
長さ (m)	23.8	8.9	3.0	1.41	1.59	23.8	8.9	2.6
モータ外径 (mm)	1,410	1,410	1,136	380	708	1,410	1,410	1,135
各段点火時 重 量 (ton)	44.8 4.1(SB) 48.9	1.13	1.44	0.06 0.13(SA) 0.19	0.29 0.09 0.38	45.5 4.1(SB) 49.6	11.2	1.31 0.21 1.52
推薬重量 (ton)	27.1 2.7(SB) 29.8	7.2	1.08	0.045	0.241	27.1 2.7(SB) 29.8	7.2	1.16
平均推力 (ton)	116 109(SB)	36.2	6.8	0.70	0.23	114 109(SB)	36.4	6.43
燃焼時間 (sec)	70 7.7(SB)	72	53	20	33	70 7.7(SB)	72	52



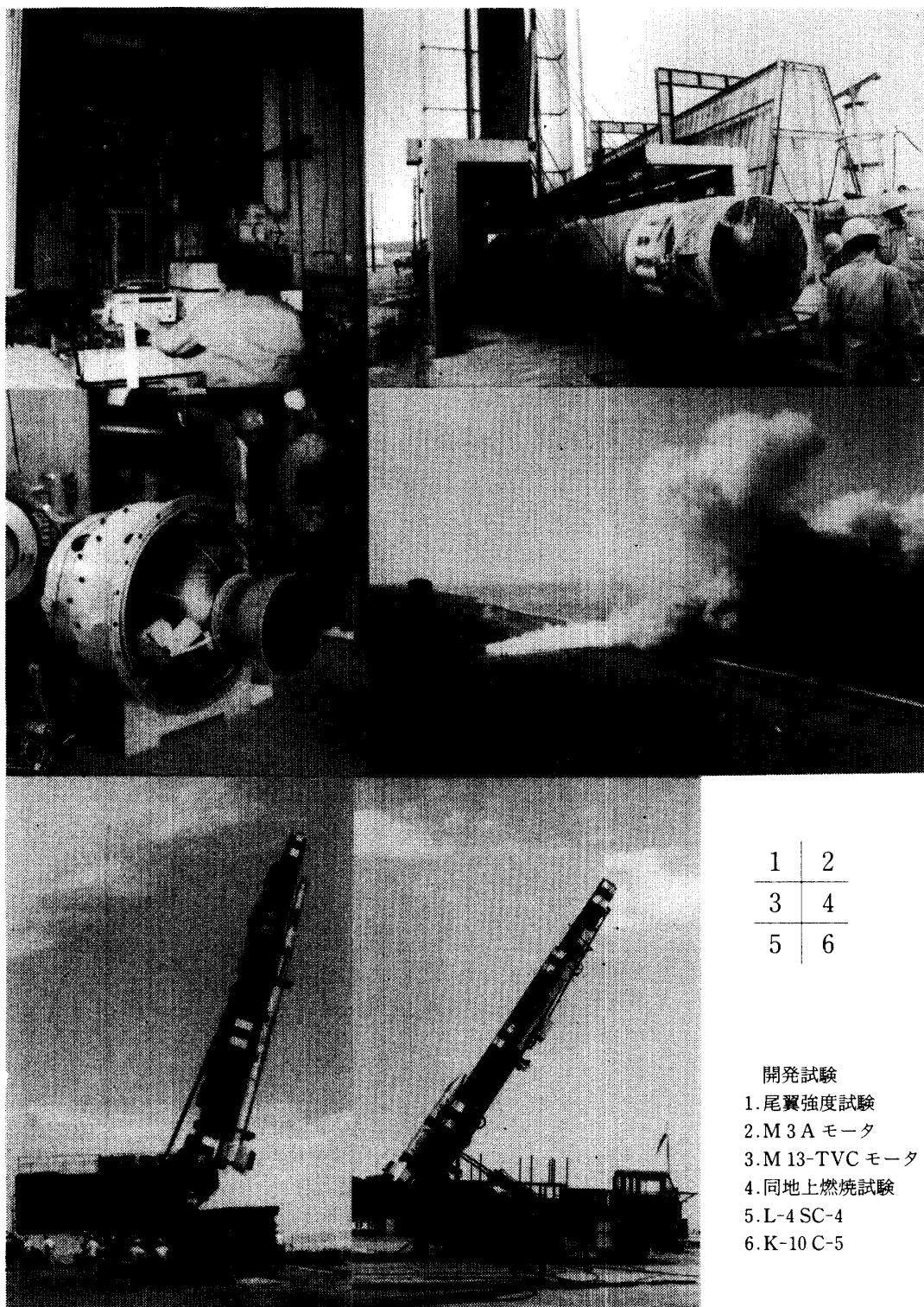
第1図 M ロケットの概観図

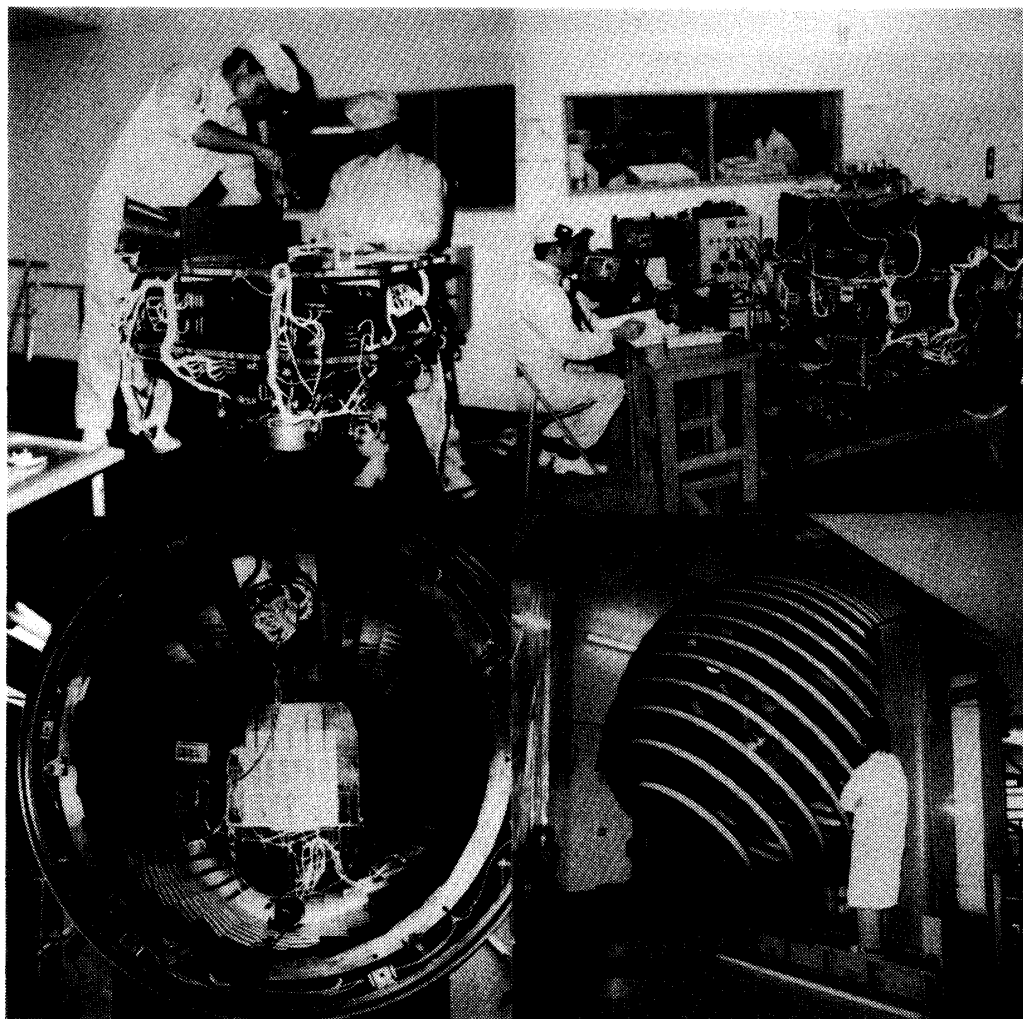


第2図 M ロケットの推移と相違点



第3図 Mロケットの計画から飛行まで

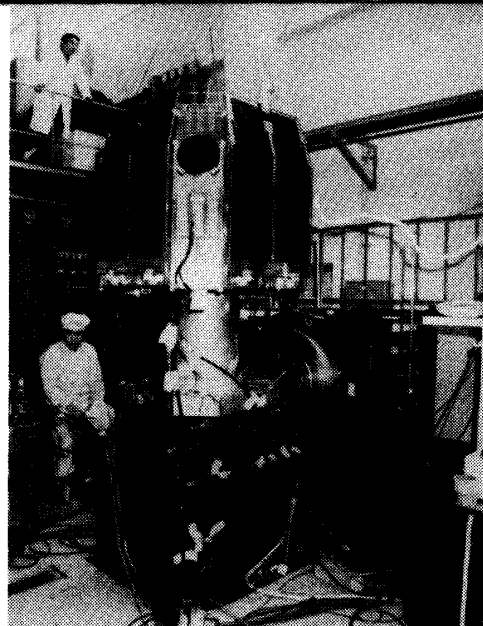




7	8
9	10
	11

衛星

- 7. 機器組付け
- 8. 動作チェック
- 9. 熱真空試験
- 10. 磁気モーメント測定
- 11. 振動試験





12	13
14	15
16	17

飛翔前 噛合せ試験

12. 机上配線チェック

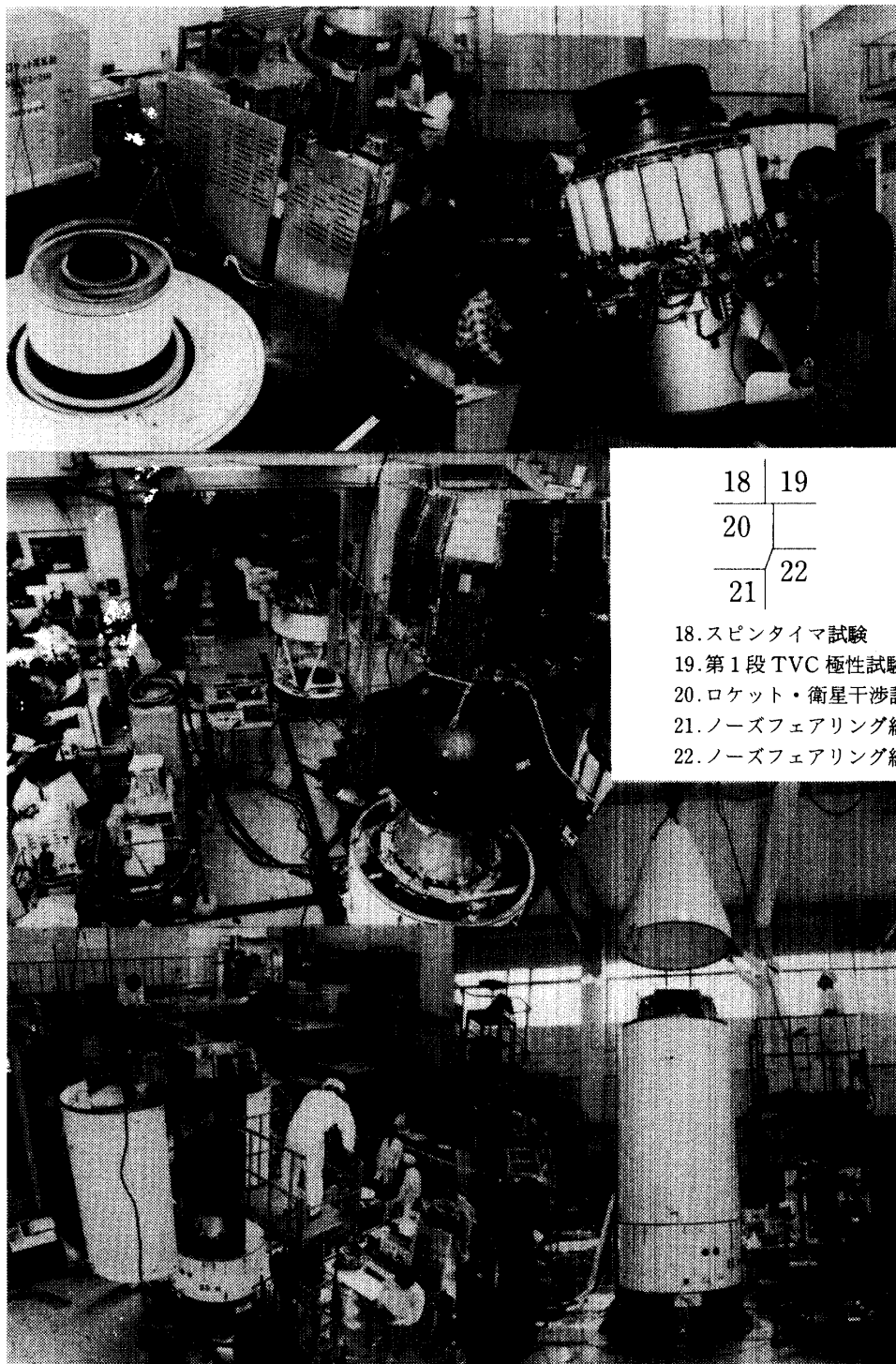
13. 機器組込み

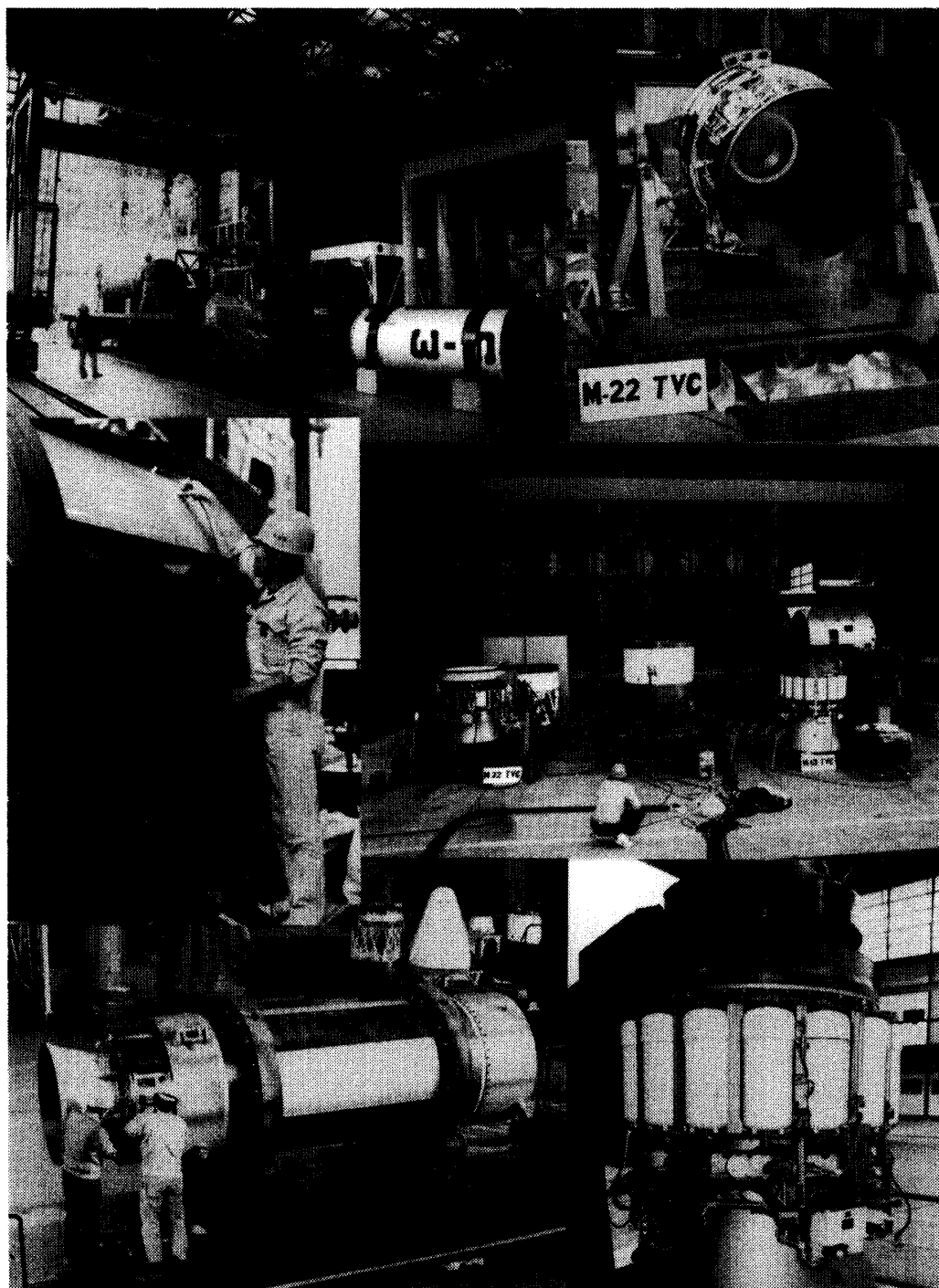
14. 動作チェック

15. 第2段計器部 振動試験

16. 同 衝撃試験

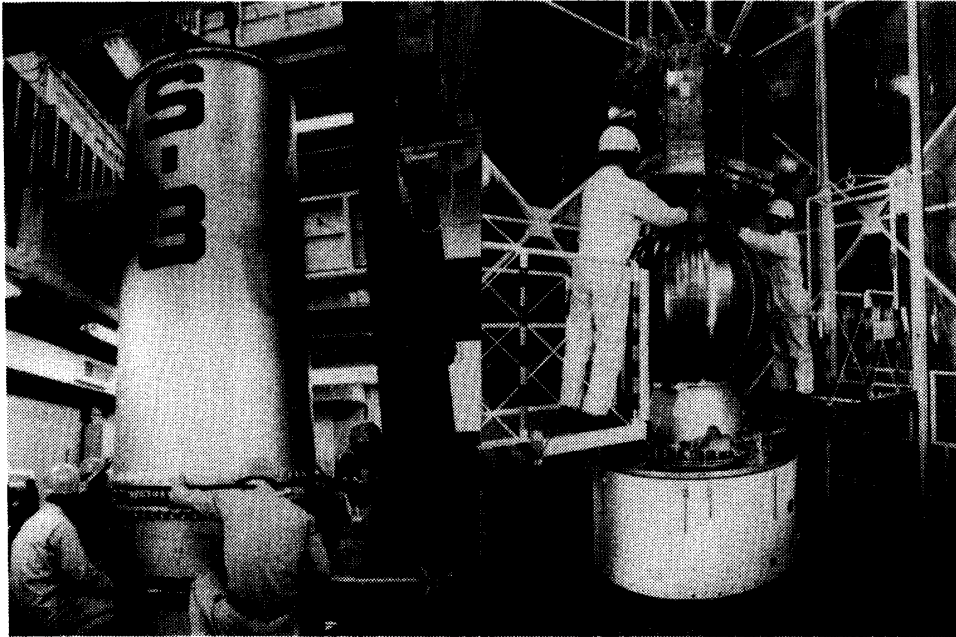
17. 第1段ノズル部振動試験





KSC 打上げ準備作業(1)

- | | |
|----|----|
| 23 | 24 |
| 25 | 26 |
| 27 | 28 |
- 23. ロケットモータ搬入
 - 24. 第2段 TVC 噴射試験
 - 25. 推進薬剝離検査
 - 26. 制御系総合動作試験
 - 27. 第2段サイドジェット装置組付け
 - 28. 整備を終えた第1段 TVC 装置



KSC 打上げ準備作業(2)

29. ロケットモータ組立、セグメント結合

30. 衛星を M-3 A モータへ組付

31. ランチャー角度セット

32. 発射

29	30
31	32

